



小特集 レーザー核融合ロケットの原理実証研究

2. レーザー核融合ロケットのミッション設計

2. Mission Design of Laser Fusion Rocket

伊勢俊之

ISE Toshiyuki

(株)IHI エアロスペース

(原稿受付：2021年10月6日)

現在各国で有人火星探査，そしてその先の火星移住に向けた有人基地建設の機運が高まっている．火星有人基地の実現のためには，大量の人・物資輸送が必要であるが，長い航行時間が課題となっている．本章では，航行時間の短縮に必要な推進性能の定量化を行い，高比推力と高比出力を同時に達成することが可能な核融合ロケットの重要性について示す．

Keywords:

laser fusion, fusion rocket, specific impulse, specific power, mars exploration

2.1 はじめに

現在 NASA の Artemis 計画，Space-X や UAE の火星移住計画等，各国で有人火星探査そしてその先の火星移住に向けた有人基地建設の機運が高まっている．Space-X の計画では，2030年代から火星基地の建設を開始し，2050年までに火星に100万人規模コロニーを築くという壮大な構想が描かれている．

火星有人基地の実現のためには，大量の人員や物資を地球から火星へと輸送する必要があるが，有人火星輸送を考えた場合，大きな課題となるのが長い航行時間である．

既存の化学推進で火星へ行く場合，搭載できる推進剤量に制約を受けるため，最もエネルギーのロスが少ない航路をとる必要があり，往路約180日，火星滞在約1年半，復路約180日の合計約2年半もの歳月を要する．特別な人工重力発生装置を備えない限り，人間の無重力環境での滞在期間は3～4か月が限度であると言われている．また，この長期間の航行により，放射線による発がんリスクの増大，心理的なストレス等，人体への重大な影響が懸念されることから，航行時間の短縮が必要となる．

本章では，まず，火星移住に向けた火星有人基地建設を実現する上で重要となる，航行時間の短縮に必要な推進性能の定量化を行う．その後，有人火星輸送の候補となる推進システムの性能比較を行い，核融合ロケットの重要性について解説する．そして，次章の第3章では，本章で設定した推進性能を実現するレーザー核融合ロケットの機体設計について具体的に述べる．

2.2 火星への航行時間短縮に必要な性能

航行時間を短縮する上で，必要な要求が2つある．1つ目は，燃費を表す比推力 I_{sp} に対する要求である．比推力は

推力を推進剤の重量流量で割ることで求められ，単位重量流量で単位推力を発生し続けることのできる時間を示している．

表1に地球周回軌道から火星周回軌道への片道航行時間と，インパルス遷移による軌道投入を想定した場合の必要速度増分 ΔV を示す．航行時間が既存の化学推進を想定した180日の場合，必要な ΔV は約7 km/sとなる．ここで，航行時間を180日から短縮することを想定した場合，半分の90日で到達するために必要な ΔV は15 km/s，30日まで短縮する場合は40 km/s以上の ΔV が必要になる．

単段式の宇宙機の場合，必要な速度増分 ΔV ，比推力 I_{sp} ，そしてペイロード比 π (荷物量/推進剤を含む機体初期質量) の関係は，式(1)の様に表される[1]．

$$\pi = \frac{1}{1-\epsilon} \exp\left(\frac{-\Delta V}{g I_{sp}}\right) - \frac{\epsilon}{1-\epsilon} \quad (1)$$

ここで， ϵ は構造係数と呼ばれ，構造質量 M_c ，推進剤質量 M_p を用いて，式(2)で表される．

表1 火星への片道航行時間と必要な比推力および比出力の性能．

※1： ΔV は地球周回軌道から火星集荷軌道へインパルス遷移で航行する場合を想定

※2：単段でペイロード比0.3を達成するのに必要な比推力

※3：インパルス遷移でない連続噴射での航行を想定

Trip Time to Mars [Days]	Required ΔV [kn/s] ^{*1}	Required I_{sp} [s] ^{*2}	Trip Distance [AU] ^{*3}	Required α [kW/kg]
180	7	900	3	0.2
90	15	2000	1.5	0.4
30	40	5000	0.7	2.5

$$\varepsilon = \frac{M_c}{M_p + M_c} \quad (2)$$

構造係数を0.1と仮定し、宇宙機の初期質量を抑えるため、ペイロード比0.3以上を確保することを想定し、(1)式を用いて、増速量 ΔV から必要な比推力 I_{sp} を算出した結果を合わせて表1に示す。航行時間が90日の場合は、2000 s以上、航行時間が30日の場合は5000 s以上の比推力 I_{sp} が必要になる。これが航行時間を短縮するのに必要な性能の一つである。比推力 I_{sp} の値が、上記の値より低い場合、(1)式より、ペイロード比は指数関数的に低下し、一定の荷物量を輸送するのに必要な推進剤量、機体初期質量が指数関数的に増加することがわかる。

航行時間を短縮するのに必要なもう一つの要求が、必要な加速を短期間で実現するための加速度の要求である。加速度を表す指標の一つに比出力 α がある。比出力は単位質量あたりの機体が出せる推進出力を表している。ここで、火星への航行時間と必要な比出力との関係を簡易的に見積もってみる。

比出力は、ロケットの推進出力 P とロケットの推進システム質量 M_s との比

$$\alpha = P/M_s \quad (3)$$

で定義される。

ロケットの推進出力 P が、一定質量 M_s を時間 τ 内に速度 v_c まで加速するために使われたと仮定すると下式が成り立つ[2]。

$$P = \frac{M_s v_c^2}{2\tau} \quad (4)$$

ここで v_c は特性速度と呼ばれ、(3)、(4)式から次のように表される。

$$v_c = (2\alpha\tau)^{1/2} \quad (5)$$

航行距離 L と航行時間 τ は特性速度 v_c を用いて、次式のように近似的に表せる[2]。

$$\tau \cong KL/v_c \quad (6)$$

K はオーダー1程度の定数である。 K を2と仮定し[3]、適切な単位変換を行うと、航行時間 τ (日)と航行距離 L (AU)は、比出力 α をパラメータとして以下のように表せる。

$$\tau(\text{日}) \cong 51.6 \left[\frac{L^2(\text{AU})}{\alpha(\text{kW/kg})} \right]^{1/3} \quad (7)$$

地球-火星間の軌道計算結果により、火星まで180日、90日、30日で到達する場合の航行距離は、それぞれ約3 AU、約1.5 AU、約0.7 AU(インパルス遷移でない連続噴射での航行を想定)であり、(7)式に当てはめて計算すると、必

表2 各推進システムの性能比較。Chemical：化学推進，NTP：熱核推進，NEP：原子力電気推進，NFR：核融合推進。

	Chemical	NTP	NEP	NFR
Specific Impulse I_{sp} [s]	~500	~900	~10 ⁵	~10 ⁵
Specific Power α [kW/kg]	~10 ²	~10 ²	~0.2	~10

要な比出力はそれぞれ、0.2 kW/kg以上、0.4 kW/kg以上、2.5 kW/kg以上となる。これが航行時間を短縮するのに必要なもう一つの条件である。

以上より、適切なペイロード比を確保しつつ、火星への高速航行を実現するのに必要な性能は表1の様にとまとめられる。火星への高速航行を可能にするには、この比推力 I_{sp} と比出力 α の両方を同時に実現する推進システムが必要となる。

将来の有人火星探査向けに研究が進められている推進システムの性能を表2に示す。Space-XのStarshipに代表される化学推進は、比出力は10-500 kW/kgと大きいが、 I_{sp} は100-500 sと小さい。NASAで研究が進められている熱核推進は、化学推進同様比出力は大きいが、原子炉容器の耐熱温度により性能が制限され、 I_{sp} は900 s程にとどまる。Adastra社で開発が進められているVasimirに代表される原子力電気推進は、 I_{sp} は~10⁵ sと大きいが、比出力が電源の性能に制限を受け、~0.2 kW/kg程度にとどまる[4]。一方核融合推進は、核融合反応で生じた高温のプラズマを、磁場を利用して壁面に非接触で直接推力に変換するため、発生させるエネルギーや電力-推力変換効率により制約を受けることがなく、高比推力と高比出力を同時に実現できる。このことから核融合ロケットの実現が、火星への航行時間を劇的に短縮する上で、必須であることが理解できる。

2.3 まとめ

火星有人基地の実現のためには、火星への航行時間の劇的な短縮が必要である。航行時間を、既存の化学推進を想定した180日から短縮するには、比推力 I_{sp} ：2000 s以上、比出力 α ：0.4 kW/kg以上を同時に達成することが必要であり、高比推力と高比出力を同時に実現できる核融合ロケットが最も有力な候補と考えられる。

参考文献

- [1] 栗木恭一：電気推進ロケット入門(東京大学出版社、2003)。
- [2] 犬竹正明：プラズマ・核融合学会誌 73, 1307 (1997)。
- [3] J. Slough *et al.*, "Nuclear Propulsion through Direct Conversion of Fusion Energy", NASA NIAC Phase I Final Report (2012)。
- [4] W.E. Mockel, "COMPARISON OF ADVANCED PROPULSION CONCEPTS FOR DEEP SPACE EXPLORATION", NASA TN D-6968 (1972)。